

(19)



Europäisches
Patentamt
European
Patent Office
Office européen
des brevets



(11)

EP 1 902 953 A1

(12)

DEMANDE DE BREVET EUROPEEN

(43) Date de publication:
26.03.2008 Bulletin 2008/13

(51) Int Cl.:
B64D 33/02 (2006.01)
F02C 7/045 (2006.01)
F02C 7/055 (2006.01)

(21) Numéro de dépôt: 07115944.6

(22) Date de dépôt: 07.09.2007

(84) Etats contractants désignés:

**AT BE BG CH CY CZ DE DK EE ES FI FR GB GR
HU IE IS IT LI LT LU LV MC MT NL PL PT RO SE
SI SK TR**

Etats d'extension désignés:
AL BA HR MK YU

(30) Priorité: 20.09.2006 FR 0653835

(71) Demandeur: **TURBOMECA,**
Société dite:
F-64511 Bordes (FR)

(72) Inventeur: **Baude, Pierre**
64800, Nay (FR)

(74) Mandataire: **Boura, Olivier et al**
Cabinet Beau de Loménie
158, rue de l'Université
75340 Paris Cedex 07 (FR)

(54) Dispositif d'insonorisation d'un moteur d'hélicoptère à turbine à gaz, et moteur ainsi obtenu

(57) Dans un moteur d'hélicoptère à turbine à gaz, des lèvres (30,32) délimitant une entrée d'air (34) se raccordent le long d'une ouverture (12a) à l'extrémité amont d'un passage (12) d'alimentation en air du compresseur

du moteur. Les lèvres (30,32) d'entrée d'air sont au moins partiellement formées par un atténuateur acoustique (40,42) propre à atténuer des fréquences sonores produites par la rotation du compresseur.

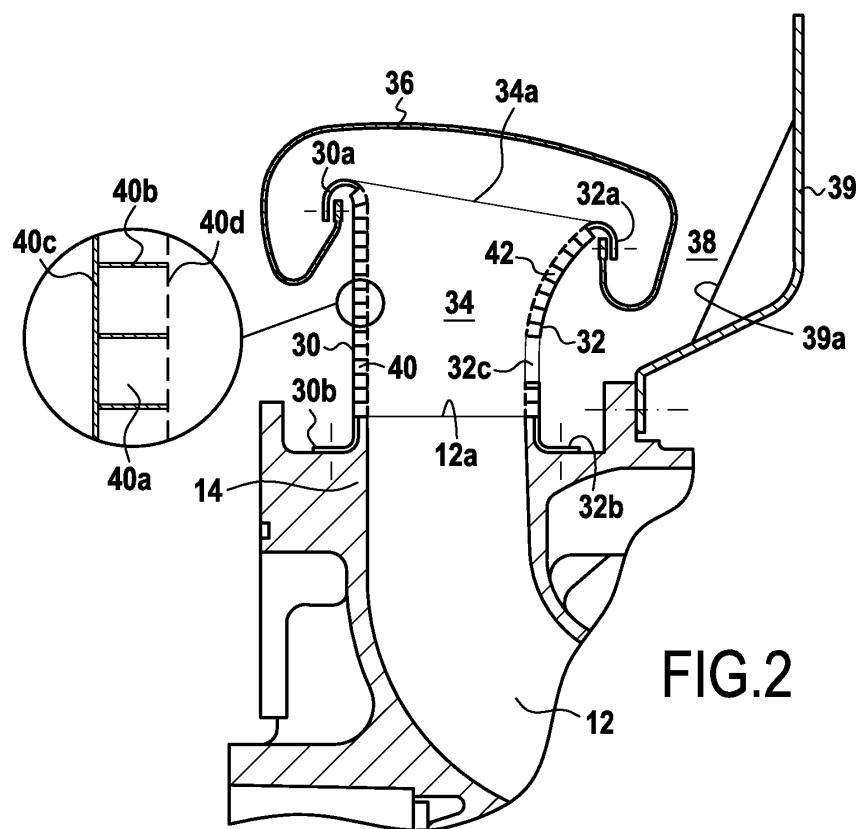


FIG.2

Description

Arrière-plan de l'invention

[0001] La présente invention concerne la diminution de l'émission sonore des hélicoptères à moteur à turbine à gaz.

[0002] Des efforts ont été réalisés pour réduire le bruit causé par les pales de rotor principal d'hélicoptère de sorte que le bruit engendré par le moteur d'entraînement des pales peut constituer aujourd'hui une part significative de l'émission sonore d'un hélicoptère à moteur à turbine à gaz.

[0003] Le document US 4 421 455 divulgue un moteur à turbine à gaz, notamment pour générateur auxiliaire de puissance, ou APU ("Auxiliary Power Unit") dans lequel des revêtements formant atténuateurs acoustiques sont intégrés à certains endroits de parois d'un carter métallique définissant un passage d'alimentation en air d'un compresseur du moteur. Les revêtements représentent un encombrement non négligeable influençant le dimensionnement du moteur. En outre, le moteur, et notamment le carter métallique, doit être conçu à l'origine pour permettre le logement des atténuateurs acoustiques.

Objet et résumé de l'invention

[0004] L'invention a pour but de fournir un dispositif d'insonorisation de moteur d'hélicoptère ne présentant pas de tels inconvénients.

[0005] Ce but est atteint grâce à un dispositif d'insonorisation d'un moteur d'hélicoptère à turbine à gaz ayant un compresseur et un passage d'alimentation du compresseur en air s'ouvrant à son extrémité amont par une ouverture extérieure délimitée par un carter métallique du moteur, le dispositif d'insonorisation comprenant des lèvres d'entrée d'air qui définissent une entrée d'air pour le passage d'alimentation du compresseur en air, qui ont des extrémités internes pour leur raccordement au carter métallique du moteur le long de l'ouverture extérieure du passage et qui sont au moins en partie formées par un atténuateur acoustique propre à atténuer des fréquences sonores produites par la rotation du compresseur.

[0006] Le traitement d'insonorisation conforme à l'invention présente de multiples avantages. Son emplacement non éloigné de la roue du compresseur, principale source de bruit du moteur, lui confère une bonne efficacité. En outre, les lèvres d'entrée d'air étant situées du côté extérieur du moteur en étant montées sur le carter métallique, la présence d'un atténuateur acoustique ne pose pas de problème d'encombrement et ne nécessite pas de revoir la conception du moteur, et le traitement d'insonorisation est aisément applicable à des moteurs existants. De plus, les lèvres avec atténuateur acoustique peuvent être réalisées en matériau léger, tel qu'un matériau composite du type fibres-résine de sorte que l'ajout de l'atténuateur acoustique ne se traduit pas par

une augmentation de masse importante. Par ailleurs, avec cette disposition, la possibilité de recouvrir l'entrée d'air radiale par une grille anti-givrage est conservée.

[0007] On notera aussi qu'une atténuation efficace du bruit causé par la rotation des pales permet de concevoir celles-ci dans le but d'optimiser le comportement aérodynamique sans se préoccuper des conséquences sur l'acoustique.

[0008] Selon un mode de réalisation particulier, le dispositif d'insonorisation comprend en outre un atténuateur acoustique formant une paroi du passage d'alimentation du compresseur en air sur une partie de la longueur de ce passage à partir de son ouverture extérieure.

[0009] L'atténuation acoustique peut être par exemple un revêtement de paroi du type résonateur de Helmholtz, ou de tout autre type connu.

Brève description des dessins

[0010] L'invention sera mieux comprise à la lecture de la description faite ci-après, à titre indicatif mais non limitatif, en référence aux dessins annexés sur lesquels :

- la figure 1 est une vue très schématique d'un moteur d'hélicoptère à turbine à gaz ;
- la figure 2 est une vue partielle en demi-coupe à échelle agrandie montrant l'intégration d'un atténuateur acoustique aux lèvres de l'entrée d'air radiale pour le compresseur du moteur de la figure 1 ; et
- la figure 3 est une vue partielle en demi-coupe à échelle agrandie montrant l'intégration d'atténuateurs acoustiques aux lèvres d'entrée d'air radiale et au carter du passage d'alimentation en air du compresseur de la figure 1.

Description détaillée de modes de réalisation

[0011] La figure 1 montre de façon schématique un moteur d'hélicoptère à turbine à gaz comprenant un étage de compresseur 10 (par exemple compresseur centrifuge) recevant de l'air extérieur par un passage annulaire 12 d'alimentation en air. A son extrémité amont, le passage 12 s'ouvre par une ouverture extérieure annulaire 12a délimitée par un carter métallique 14 du moteur.

Le carter 14 définit aussi les parois du passage 12. Une chambre de combustion annulaire 16, par exemple à flux inversé, est munie d'injecteurs (non représentés) alimentés en carburant et en flux d'air primaire issu du compresseur 10. Les gaz de combustion issus de la chambre 16 entraînent une turbine 18 d'entraînement du compresseur 10, reliée à celui-ci par un arbre 20, et une turbine de puissance 22 (par exemple à un seul étage) reliée par un arbre 23 à un train d'engrenages qui fournit une puissance mécanique sur un arbre de sortie 24, les arbres 20 et 23 étant coaxiaux.

[0012] Comme le montre la figure 2, deux lèvres 30, 32 (non montrées sur la figure 1) définissent une entrée d'air 34 pour le passage 12. Les lèvres sont formées par

deux pièces annulaires respectives qui, à une extrémité interne, se raccordent à l'extrémité amont du passage 12 de part et d'autre de l'ouverture 12a le long de celle-ci. A leur autre extrémité, ou extrémité externe, les lèvres présentent un rebord 30a, 32a recourbé en U vers l'extérieur. A leur extrémité interne, les lèvres 30, 32 peuvent présenter une collerette ou des pattes 30b, 32b permettant leur fixation sur le carter 14.

[0013] L'extrémité 34a de l'entrée d'air 34, définie par les rebords 30a, 32a, est couverte par une grille antigivrage 36 aux rebords recourbés dont les extrémités s'engagent dans les creux des rebords 30a, 32a et sont fixées à ces derniers. La grille 36 a pour objet d'éviter la formation de givre dans l'entrée d'air 34 et le passage d'alimentation 12, un givrage éventuel se formant sur la surface extérieure de la grille 36. Un canal de contournement annulaire 38 est alors prévu pour alimenter suffisamment le passage 12 en air en dépit du givrage de la grille 36. Le canal 38 est délimité d'un côté par une paroi annulaire de guidage coudée 39, ou plenum, munie de nervures de rigidification 39a et solidaire du carter 14. La paroi 39 est située en regard d'une lèvre de l'entrée d'air, par exemple la lèvre 32, qui délimite l'autre côté du canal 38 et qui présente des ouvertures ou lumières 32c pour le passage de l'air provenant du canal 38. Une structure d'entrée d'air telle que décrite ci-dessus est bien connue en soi.

[0014] Les lèvres 30, 32 ont leur paroi formant un atténuateur acoustique, respectivement 40, 42, au moins sur une partie de leur dimension radiale définissant l'entrée d'air 34 depuis le raccordement au passage d'alimentation 12, de préférence sur toute la dimension radiale de l'entrée d'air 34, afin d'atténuer le bruit engendré par la source sonore du moteur la plus proche, à savoir le compresseur. Chaque atténuateur acoustique peut être formé de plusieurs parties adjacentes si souhaitable pour plus de commodité de fabrication.

[0015] Comme le montre le détail de la figure 2, chaque atténuateur acoustique, par exemple 40, peut être formé par un ensemble de cavités ou cellules adjacentes 40a, séparées par des parois 40b, formant par exemple une structure en nid d'abeilles, les parois 40b s'étendant perpendiculairement à la surface de la lèvre entre un fond 40c formé par une plaque ou feuille rigide étanche (non traversée par les ondes sonores) et une face avant 40d formée par une plaque ou feuille laissant passer les ondes sonores. La plaque ou feuille avant 40d est par exemple perforée. On pourrait aussi utiliser une plaque ou feuille poreuse perméable aux ondes sonores à atténuer.

[0016] La profondeur des cavités 40a (distance entre le fond et la face avant) est choisie en fonction de la longueur d'onde des ondes sonores à atténuer. Ces dernières étant produites essentiellement par le compresseur 10, elles ont une fréquence de l'ordre de 5 à 14 kHz environ pour des moteurs d'hélicoptères à turbine à gaz courants, ce qui implique une profondeur de cavité (quart de la longueur d'onde) de 0,6 cm à 1,6 cm environ. Le logement de l'atténuateur acoustique ne pose aucun pro-

blème d'encombrement au niveau des lèvres d'entrée d'air. Avantageusement, la paroi des lèvres 30, 32 bordant l'entrée d'air 34 est constituée par l'atténuateur acoustique.

[0017] L'entrée d'air 34 étant située dans une zone "froide" du moteur et ne constituant pas une partie structurale du moteur, le matériau des lèvres 30, 32 munies des ou formant les atténuateurs acoustiques 40, 42 peut être choisi dans une large gamme de matériaux. On pourra en particulier réaliser les lèvres 30, 32 et atténuateurs acoustiques 40, 42 en un matériau composite à renfort fibreux, par exemple fibres de verre ou de carbone et matrice résine. Un tel matériau étant léger, la présence des atténuateurs acoustiques n'est pas pénalisante en terme de masse.

[0018] La paroi formant plenum 39 peut être réalisée dans le même matériau que les lèvres 30, 32 et également être munie d'un ou former un atténuateur acoustique semblable aux atténuateurs 30, 32.

[0019] Ainsi, une atténuation efficace du bruit engendré par le compresseur peut être obtenue de façon simple, sans souci d'encombrement et sans modification du moteur, y compris du passage d'alimentation en air, de sorte que l'invention peut être aisément appliquée à des moteurs existants.

[0020] Il est toutefois possible, comme le montre la figure 3, de prévoir des atténuateurs acoustiques 26, 28 aussi sur les parois du passage 12 d'alimentation en air, sur une partie de sa longueur à partir du raccordement avec l'entrée d'air 34. Les atténuateurs 26, 28 peuvent avoir la même structure que les atténuateurs 40, 42, et peuvent être réalisés dans le même matériau métallique que le carter 14 ou dans un matériau différent, par exemple en intégrant un atténuateur en céramique dans le carter métallique.

[0021] Dans ce qui précède, on a envisagé la réalisation d'atténuateurs acoustiques sous forme d'atténuateurs Helmholtz. Toutefois, d'autres structures d'atténuateur acoustique peuvent être utilisées, par exemple des mousses ou des matériaux poreux céramiques ou métalliques.

[0022] Dans la description détaillée qui précède, les lèvres d'entrée d'air s'étendent le long de l'ouverture annulaire 12a du passage d'alimentation en air sur toute la périphérie du moteur. L'invention est aussi applicable au cas où l'ouverture extérieure du passage d'alimentation en air s'étend sur une partie seulement de la périphérie du moteur, les lèvres d'entrée d'air avec atténuateur acoustique étant disposées le long de l'ouverture en étant raccordées à leurs extrémités.

Revendications

- 55 1. Dispositif d'insonorisation d'un moteur d'hélicoptère à turbine à gaz ayant un compresseur (10) et un passage (12) d'alimentation du compresseur en air s'ouvrant à son extrémité amont par une ouverture

extérieure (12a) délimitée par un carter métallique
(14) du moteur, le dispositif d'insonorisation comprenant des lèvres d'entrée d'air (30, 32) qui définissent une entrée d'air (34) pour le passage (12) d'alimentation du compresseur en air, qui ont des extrémités internes pour leur raccordement au carter métallique
(14) du moteur le long de l'ouverture extérieure (12a)
du passage (12) et qui sont au moins en partie formées par un atténuateur acoustique (40, 42) propre à atténuer des fréquences sonores produites par la rotation du compresseur.

2. Dispositif selon la revendication 1, dans lequel les lèvres (30, 32) sont en matériau composite à renfort fibreux densifié par une résine. 15
3. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 1 et 2, dans lequel l'entrée d'air (34) est munie d'une grille anti-givrage (36) montée sur des extrémités externes des lèvres d'entrée d'air (30, 32). 20
4. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, comprenant en outre un atténuateur acoustique (26, 28) formant une paroi du passage (12) d'alimentation du compresseur en air sur une partie de la longueur de ce passage à partir de son ouverture extérieure (12a). 25
5. Moteur d'hélicoptère à turbine à gaz muni d'un dispositif d'insonorisation selon l'une quelconque des revendications 1 à 4. 30

35

40

45

50

55

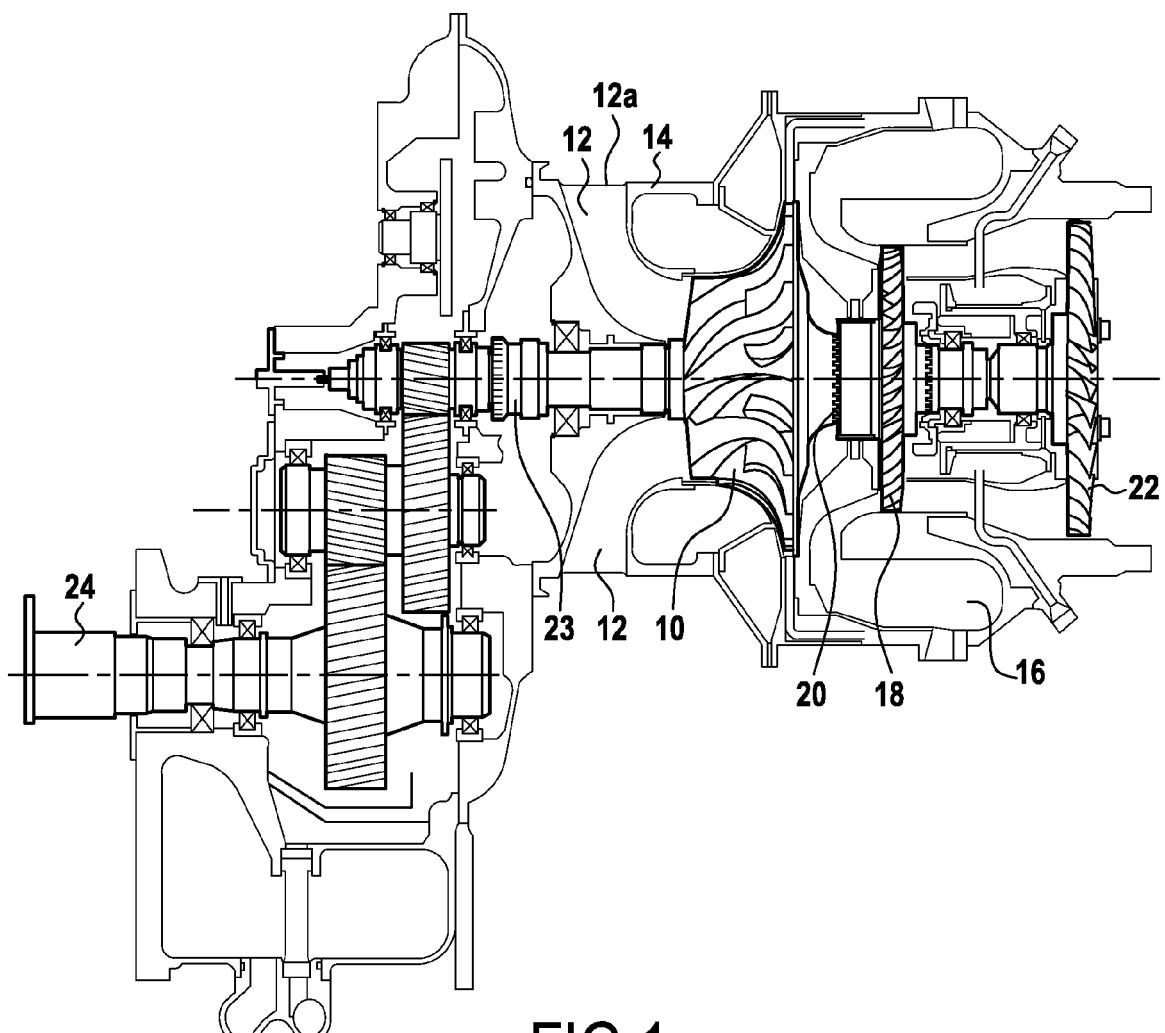


FIG.1

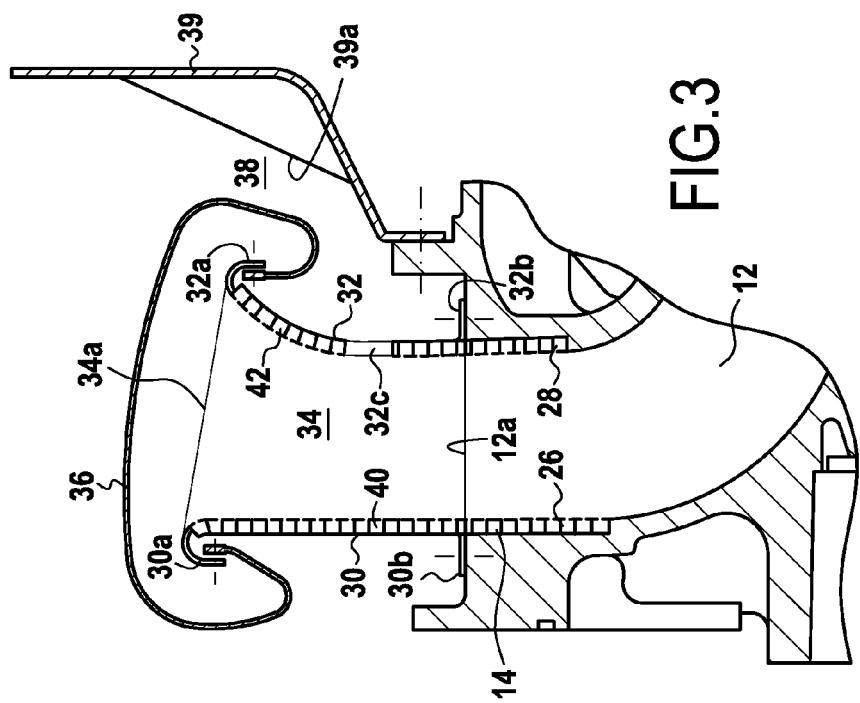


FIG. 3

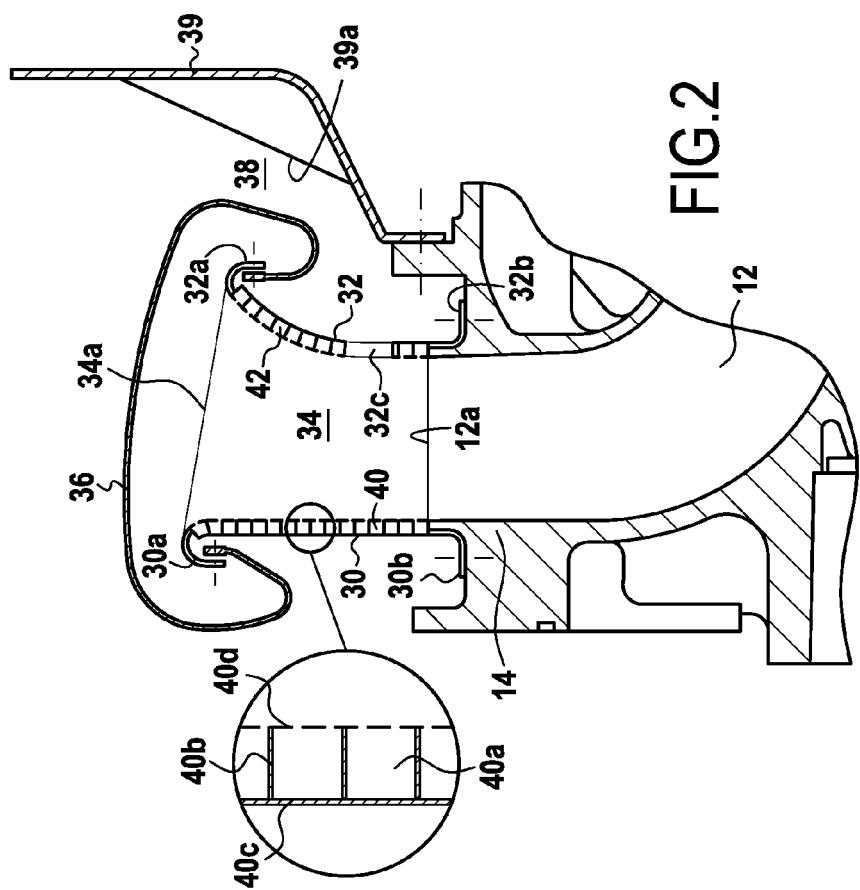


FIG. 2



Office européen
des brevets

RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE

Numéro de la demande
EP 07 11 5944

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS			
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	Revendication concernée	CLASSEMENT DE LA DEMANDE (IPC)
X	FR 2 250 671 A1 (AEROSPATIALE [FR]) 6 juin 1975 (1975-06-06) * page 1, ligne 26-31 * * page 2, ligne 11-15 * * page 3, ligne 7-11 * * page 5, ligne 5-9,24-31 * * page 6, ligne 8-23 * * figure 2 *	1-5	INV. B64D33/02 F02C7/045 F02C7/055
A	US 4 421 455 A (TOMREN RAYMOND H [US]) 20 décembre 1983 (1983-12-20) * colonne 1, ligne 5-16 * * colonne 2, ligne 14-19 * * colonne 3, ligne 45-49 * * colonne 4, ligne 21-54 * * figure 2 *	1-5	
A	FR 2 210 724 A1 (PALL CORP [US]) 12 juillet 1974 (1974-07-12) * page 2, ligne 35-39 * * page 3, ligne 11-28 * * page 5, ligne 30-39 * * page 7, ligne 34 - page 8, ligne 9 * * page 10, ligne 17-28 * * figures 3,5 *	1,3,5	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (IPC)
			F02C B64C B64D
Le présent rapport a été établi pour toutes les revendications			
12	Lieu de la recherche	Date d'achèvement de la recherche	Examinateur
	La Haye	21 décembre 2007	Souris, Christophe
CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES		T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet antérieur, mais publié à la date de dépôt ou après cette date D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant	
X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire			

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET EUROPEEN NO.**

EP 07 11 5944

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche européenne visé ci-dessus.

Lesdits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du

Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets.

21-12-2007

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
FR 2250671	A1	06-06-1975	DE 2452526 A1 GB 1479200 A IT 1025523 B JP 1065029 C JP 50155000 A JP 56008799 B US 3998048 A	26-06-1975 06-07-1977 30-08-1978 22-09-1981 13-12-1975 25-02-1981 21-12-1976
US 4421455	A	20-12-1983	AUCUN	
FR 2210724	A1	12-07-1974	AU 6331873 A CA 1015290 A1 DE 2362013 A1 GB 1449186 A IT 1000318 B JP 906794 C JP 49087909 A JP 52033726 B SE 410405 B ZA 7309280 A	12-06-1975 09-08-1977 27-06-1974 15-09-1976 30-03-1976 08-05-1978 22-08-1974 30-08-1977 15-10-1979 30-10-1974

RÉFÉRENCES CITÉES DANS LA DESCRIPTION

Cette liste de références citées par le demandeur vise uniquement à aider le lecteur et ne fait pas partie du document de brevet européen. Même si le plus grand soin a été accordé à sa conception, des erreurs ou des omissions ne peuvent être exclues et l'OEB décline toute responsabilité à cet égard.

Documents brevets cités dans la description

- US 4421455 A [0003]